Esercitazione ESEMPIO – 11 Giugno 2010

Sia dato un velivolo con le seguenti caratteristiche:

W=1200 Kg CD0=.03 e (Fattore di Oswald) = .80 quota=0 m
Xcg=30% della corda media aerodinamica

Fusoliera:

C_{m0f}= -.05 $C_{m\alpha f}$=.0035/grado $C_{n\beta f}$= -.0035/grado

Ala trapezia (bordo di attacco dritto):

b=10. m Cr=1.6 m λ=.5 $C_{L\alpha 2D}$=.11/grado Xacw=25% C_{media}

α_{0L2Dr} = -1.5 gradi α_{0L2Dt} = -2.5 gradi

C_{Mac3D}=- -.08 ε_{tip}= -3° i_w=2 gradi rispetto allea retta di costruzione fusoliera

e (Fattore di Oswald) = .9 alettoni: η_i=.7 η_f=1. $\tau_{alettoni}$=.40 Γ=5 gradi

Piano orizzontale di coda convenzionale

S_H=3 m^2 b_H=3.5 m Xac_H=4 m $C_{l\alpha 2DH}$=0.11/grado (profilo simmetrico)

e (Fattore di Oswald) = .9 η_H=1 forma in pianta rettangolare

$C_{h\alpha}$= -.0080/grado $C_{h\delta e}$= -.013/grado τ_e = 0.35 ih=-2°

Piano verticale di coda:

Sv=4.5 m^2 l_v=5 m $C_{l\alpha 3DV}$=3.0 (1/rad) η_V=1 h_V=1.6 m τ_{timone}= .45; $d\sigma/d\beta$=0.11

Xac_H è la distanza tra il centro aerodinamico dell'ala ed il centro aerodinamico del piano orizzontale di coda
h_V e' la distanza verticale media tra il centro aerodinamico del piano di coda e la direzione della velocita'.
Si ipotizzi la portanza totale generata dalla sola ala.

1) Calcolare il δe di equilibrio, la posizione del punto neutro,la potenza necessaria ed il carico agente sul piano orizzontale di coda, a comandi bloccati considerando una velocità di volo di 180 km/h.

2) Calcolare l'assetto e la velocità necessaria, posizione del punto neutro e potenza necessaria all'equilibrio a comandi liberi.

3) Nelle condizioni di volo indicate sopra, si determini la deflessione degli alettoni necessaria a realizzare una velocità angolare di rollio stabilizzato pari a -25 gradi/sec, ipotizzando un angolo β= 5 deg.

$W := 1200kgf$ $\quad Xcg := 0.3 \cdot Cma$ $\quad CD0 := 0.03$ $\quad etot := 0.8$ $\quad \rho := 1.225\frac{kg}{m^3}$

ALA

$b := 10m$ $\quad Cr := 1.6m$ $\quad \lambda := 0.5$ $\quad \varepsilon_r := 0deg$ $\quad \varepsilon_t := -3deg$

$\alpha_{0L2dwt} := -2.5deg$ $\quad \alpha_{0L2dwr} := -1.5deg$ $\quad iw := 2deg$ $\quad CL\alpha w_{2d} := 0.11deg^{-1}$

$Cm_{acw3D} := -0.08$ $\quad Xacw := 0.25 \cdot Cma$ $\quad ew := 0.9$

$\eta_i := 0.7$ $\quad \eta_f := 1$ $\quad \tau_{alett} := 0.40$ $\quad \Gamma := 5deg$

FUSOLIERA

$Cm0_f := -0.05$ $\quad Cm\alpha_f := 0.0035deg^{-1}$ $\quad C_{N\beta f} := -0.0035deg^{-1}$

PIANO ORIZZONTALE

$CL\alpha h_{2d} := 0.11deg^{-1}$ $\quad bh := 3.5m$ $\quad Sh := 3m^2$ $\quad ARh := \frac{bh^2}{Sh}$ $\quad ARh = 4.083$

$eh := 0.9$

$\eta h := 1$ $\quad \tau e := 0.35$ $\quad ih := -2deg$ $\quad Xach := 4m$ $\quad Ch\alpha := -0.0080deg^{-1}$

$Ch\delta e := -0.013deg^{-1}$

PIANO VERTICALE

$Sv := 4.5m^2$ $\quad lv := 5m$ $\quad CL\alpha 3Dv := 0.0525deg^{-1}$ $\quad CL\alpha 3Dv = 3.008$

$\tau_r := 0.45$ $\quad d\sigma d\beta := 0.11$ $\quad hv := 1.6m$ $\quad \eta v := 1$

$V := 180\frac{km}{hr}$

<u>SOLUZIONE</u>

$Cma := \frac{2 \cdot (\lambda^2 + \lambda + 1) \cdot Cr}{3(\lambda + 1)}$ $\quad Cma = 1.244\,m$ $\quad S := \frac{(Cr + \lambda \cdot Cr) \cdot b}{2}$ $\quad S = 12\,m^2$

$AR := \frac{b^2}{S}$ $\quad AR = 8.333$

$bc := Cr$ $\quad Ct := \lambda \cdot Cr$ $\quad ac := \frac{Ct - bc}{\frac{b}{2}}$ $\quad C(y) := ac \cdot y + bc$

$b\varepsilon := \varepsilon_r$ $\quad a\varepsilon := \frac{\varepsilon_t - b\varepsilon}{\frac{b}{2}}$ $\quad \varepsilon(y) := a\varepsilon \cdot y + b\varepsilon$

$ba := \alpha_{0L2dwr}$ $\quad aa := \dfrac{\alpha_{0L2dwt} - ba}{\dfrac{b}{2}}$ $\quad \alpha_{0L2d}(y) := aa \cdot y + ba$

$$\alpha_{0L3Dw} := \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} \left(\alpha_{0L2d}(y) - \varepsilon(y)\right) \cdot C(y)\, dy \qquad \alpha_{0L3Dw} = -0.611 \cdot deg$$

$$CL\alpha w := \frac{CL\alpha w_{2d}}{1 + \dfrac{CL\alpha w_{2d}}{\pi\, AR \cdot ew}} \qquad CL\alpha w = 4.972 \cdot rad^{-1} \qquad CL\alpha w = 0.087 \cdot deg^{-1}$$

$$ARh := \frac{bh^2}{Sh} \qquad ARh = 4.083 \qquad CL\alpha h := \frac{CL\alpha h_{2d}}{1 + \dfrac{CL\alpha h_{2d}}{\pi \cdot ARh \cdot eh}} \qquad CL\alpha h = 0.071 \cdot deg^{-1}$$

$$Sh = 3\, m^2 \qquad CL\alpha h = 4.077 \cdot rad^{-1}$$

$$Xcg := 0.3 \cdot Cma \qquad Xacw := 0.25 \cdot Cma \qquad X_{acwb} := Xacw - \frac{Cm\alpha_f}{CL\alpha w} \cdot Cma$$

$$Xcg = 0.373\, m \qquad Xacw = 0.311\, m \qquad X_{acwb} = 0.261\, m$$

Xach è la distanza tra il fuoco dell'ala e quello del piano orizzontale
lh è la distanza tra cg e ac del piano orizzontale
Qui sotto sono tutte grandezze dimensionali

$$lh := Xach - (Xcg - Xacw) \qquad lh = 3.938\, m$$

Distanze adimensionali per equazione momento:

$$Xw\_ad := \frac{Xcg - X_{acwb}}{Cma} \qquad Xw\_ad = 0.09$$

$$Xh\_ad := \frac{lh}{Cma} \qquad Xh\_ad = 3.164$$

Troviamo il risultato
per comandi liberi

$$d\varepsilon d\alpha := \frac{2CL\alpha w}{\pi \cdot AR \cdot ew} \qquad d\varepsilon d\alpha = 0.422 \qquad CL0_w := CL\alpha w \cdot \left(iw - \alpha_{0L3Dw}\right) \qquad CL0_w = 0.227$$

$$\varepsilon 0 := \frac{2CL0_w}{\pi \cdot AR \cdot ew} \qquad \varepsilon 0 = 1.102 \cdot deg$$

$$Cm\alpha := CL\alpha w \cdot \frac{Xcg - X_{acwb}}{Cma} - CL\alpha h \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \cdot \left(\frac{lh}{Cma} \cdot \frac{Sh}{S} \cdot \eta h\right) \qquad Cm\alpha = -0.025 \cdot deg^{-1}$$

$$Cm\alpha\_wb := CL\alpha w \cdot \frac{Xcg - X_{acwb}}{Cma} \qquad Cm\alpha\_wb = 7.839 \times 10^{-3} \cdot deg^{-1}$$

$$Cm\alpha\_t := -\left[CL\alpha h \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \cdot \left(\frac{lh}{Cma} \cdot \frac{Sh}{S} \cdot \eta h\right)\right] \qquad Cm\alpha\_t = -0.033 \cdot deg^{-1}$$

$$F := 1 - \tau e \cdot \frac{Ch\alpha}{Ch\delta e} \qquad F = 0.785$$

$$Cm\alpha\_cl := CL\alpha w \cdot \frac{Xcg - X_{acwb}}{Cma} - CL\alpha h \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \cdot F \cdot \left(\frac{lh}{Cma} \cdot \frac{Sh}{S} \cdot \eta h\right) \qquad Cm\alpha\_cl = -0.018 \cdot deg^{-}$$

$$Cm0 := Cm_{acw3D} + Cm0_f + CL0_w \cdot \frac{Xcg - X_{acwb}}{Cma} + CL\alpha h \cdot (\varepsilon 0) \cdot \frac{lh}{Cma} \cdot \frac{Sh}{S} \cdot \eta \qquad Cm0 = -0.047$$

$$Cmih := -CL\alpha h \cdot \left(\frac{lh}{Cma} \cdot \frac{Sh}{S} \cdot \eta h\right) \qquad Cmih = -0.056 \cdot deg^{-1}$$

$$Cm\delta e := -CL\alpha h \cdot \left(\frac{lh}{Cma} \cdot \frac{Sh}{S} \cdot \eta h \cdot \tau e\right) \qquad Cm\delta e = -0.02 \cdot deg^{-1}$$

$$\alpha t(\alpha) := \alpha - \varepsilon 0 - d\varepsilon d\alpha \cdot \alpha + ih \qquad \delta e(\alpha) := \frac{-Ch\alpha \cdot \alpha t(\alpha)}{Ch\delta e}$$

$$Cm(\alpha) := (Cm0 + Cm\alpha \cdot \alpha + Cmih \cdot ih + Cm\delta e \cdot \delta e(\alpha))$$

$$\alpha := 0 \qquad \alpha eq := root(Cm(\alpha), \alpha) \qquad \alpha eq = 1.554 \cdot deg \qquad \alpha t(\alpha) = -3.102 \cdot deg$$

$$CLeq := CL0_w + CL\alpha w \cdot \alpha eq \qquad CLeq = 0.361 \qquad Veq := \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{CLeq}} \qquad Veq = 66.557 \frac{m}{s}$$

$$\delta e(\alpha eq) = 1.356 \cdot deg \qquad Veq = 239.604 \cdot \frac{kr}{hr}$$

Punto neutro a comandi bloccati approssimato

$$XN := \frac{X_{acwb}}{Cma} + lh \cdot \frac{Sh}{S \cdot Cma} \cdot \frac{CL\alpha h}{CL\alpha w} \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \qquad XN = 0.585$$

$$X_{N2} := \frac{Xcg}{Cma} - \frac{Cm\alpha}{CL\alpha w} \qquad X_{N2} = 0.585$$

Punto neutro a comandi bloccati esatto

$$denom := 1 + \frac{CL\alpha h}{CL\alpha w} \cdot \frac{Sh \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha)}{S} \qquad denom = 1.118$$

X.ach2_ad è la distanza tra centro aer del PO e riferimento (bordo attacco CMA) adimensionalizzata rispetto alla CMA (vedi tratazione Roskam e file ppt MS_07

$$X_{ach2\_ad} := \frac{(Xach + 0.25Cma)}{Cma} \qquad X_{ach2\_ad} = 3.464$$

$$numer := \frac{X_{acwb}}{Cma} + \frac{Sh}{S} \cdot \frac{CL\alpha h}{CL\alpha w} \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \cdot X_{ach2\_ad} \qquad numer = 0.62$$

$$XN\_exact := \frac{numer}{denom} \qquad XN\_exact = 0.554$$

$$CL\alpha\_tot := CL\alpha w + CL\alpha h \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \cdot \frac{Sh}{S} \cdot \eta h \qquad CL\alpha\_tot = 5.562$$

$$X_{N\_exact2} := \frac{Xcg}{Cma} - \frac{Cm\alpha}{CL\alpha\_tot} \qquad X_{N\_exact2} = 0.554$$

a comandi liberi

$$F := 1 - \tau e \cdot \frac{Ch\alpha}{Ch\delta e}$$

Punto neutro com liberi approssimato

$$XN\_cl := \frac{X_{acwb}}{Cma} + F \cdot lh \cdot \frac{Sh}{S \cdot Cma} \cdot \frac{CL\alpha h}{CL\alpha w} \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \qquad XN\_cl = 0.504$$

$$X_{N\_cl2} := \frac{Xcg}{Cma} - \frac{Cm\alpha\_cl}{CL\alpha w} \qquad X_{N\_cl2} = 0.504$$

p neutro com liberi esatto

$$CL\alpha\_tot\_cl := CL\alpha w + CL\alpha h \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \cdot \frac{Sh}{S} \cdot \eta h \cdot F \qquad CL\alpha\_tot\_cl = 5.435$$

$$X_{N\_cl\_exact} := \frac{Xcg}{Cma} - \frac{Cm\alpha\_cl}{CL\alpha\_tot\_cl} \qquad X_{N\_cl\_exact} = 0.486$$

Punto neutro a comandi liberi esatto (formula con num e denomin)

$$denom\_cl := 1 + \frac{CL\alpha h}{CL\alpha w} \cdot \frac{Sh \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \cdot F}{S} \qquad denom\_cl = 1.093$$

X.ach2_ad è la distanza tra centro aer del PO e riferimento (bordo attacco CMA) adimensionalizzata rispetto alla CMA (vedi tratazione Roskam e file ppt MS_07

$$X_{ach2\_ad} := \frac{(Xach + 0.25Cma)}{Cma} \qquad X_{ach2\_ad} = 3.464$$

$$numer\_cl := \frac{X_{acwb}}{Cma} + \frac{Sh}{S} \cdot \frac{CL\alpha h}{CL\alpha w} \cdot (1 - d\varepsilon d\alpha) \cdot X_{ach2\_ad} \cdot F \qquad numer\_cl = 0.532$$

$$XN\_exact\_cl := \frac{numer\_cl}{denom\_cl} \qquad XN\_exact\_cl = 0.486$$

calcolo potenza comandi liberi

$$CD := CD0 + \frac{CLeq^2}{\pi\, AR \cdot etot} \qquad T := \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot Veq^2 \cdot S \cdot CD \qquad P := T \cdot Veq$$

$$P = 7.853 \times 10^4\, W$$

delta e comandi bloccati

$$CL := \frac{W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} \qquad CL = 0.64 \qquad \alpha := \frac{CL - CL0_w}{CL\alpha w} \qquad \alpha = 4.768 \cdot deg$$

$$\delta e := \frac{-(Cm0 + Cm\alpha \cdot \alpha + Cmih \cdot ih)}{Cm\delta e} \qquad \delta e = -2.673 \cdot deg$$

$$\alpha h := \alpha - \varepsilon 0 - d\varepsilon d\alpha \cdot \alpha + ih + \tau e \cdot \delta e \qquad \alpha h = -1.282 \cdot deg$$

$$V = 180 \frac{km}{hr} \qquad V = 50 \frac{m}{s}$$

$Lh := 0.5 \cdot V^2 \cdot \rho \cdot CL\alpha h \cdot \alpha h \cdot Sh$ $\alpha h = -1.282 \cdot deg$ $Lh = -42.724 \cdot kgf$

$CD := CD0 + \frac{CL^2}{\pi \, AR \cdot etot}$ $T := \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot CD$ $P := T \cdot V$ $P = 4.555 \times 10^4 W$

LATERO DIREZIONALE
SOLUZIONE

$\beta := 5deg \qquad \beta\_rad := \frac{5}{57.3} rad \qquad p := -25 \frac{deg}{s} \qquad p_{ad} := p \cdot \frac{b}{2 \cdot V} \qquad p_{ad} = -0.044$

$\beta\_rad = 0.087 \cdot rad$

$C_{N\beta v} := CL\alpha 3Dv \cdot \frac{lv}{b} \cdot (1 - d\sigma d\beta) \cdot \eta v \cdot \frac{Sv}{S} \qquad C_{N\beta v} = 0.534 \qquad CL\alpha 3Dv = 0.052 \cdot deg^{-1} \qquad lv = 5\,m$

$C_{N\beta} := C_{N\beta v} + C_{N\beta f} \qquad C_{N\beta} = 0.333 \qquad C_{N\beta} = 0.00582 \cdot deg^{-1}$

$C_{N\delta r} := -CL\alpha 3Dv \cdot \frac{lv}{b} \cdot \eta v \cdot \frac{Sv}{S} \cdot \tau_{timon} \qquad C_{N\delta r} = -0.27 \qquad C_{N\delta r} = -0.00471 \cdot deg^{-1}$

$\delta r := \frac{-C_{N\beta} \cdot \beta}{C_{N\delta r}} \qquad \delta r = 6.175 \cdot deg \qquad Vv := \frac{lv}{b} \cdot \frac{Sv}{S} \qquad Vv = 0.2$

In teoria per l'equilibrio direzionale dovrei tener conto anche del contributo del verticale dovutc
alla vel. angolare rollio

$d\sigma dp := 0$

$C_{N\beta p} := CL\alpha 3Dv \cdot \frac{hv}{b} \cdot (1 - d\sigma dp) \cdot \eta v \cdot Vv \qquad C_{N\beta p} = 0.096 \cdot rad^{-1} \qquad C_{N\beta p} = 0.00168 \cdot deg^{-1}$

$\delta r\_bis := \frac{-C_{N\beta} \cdot \beta - C_{N\beta p} \cdot p_{ad}}{C_{N\delta r}} \qquad \delta r\_bis = 0.092 \qquad \delta r\_bis = 5.286 \cdot deg$

Come si vede la differenza sull'angolo del timone è piccola , ma teniamo comunque in conto
il nuovo dr

$C_{roll} := C_{roll\beta} \cdot \beta + C_{roll\delta a} \cdot \delta a + C_{roll\delta r} \cdot \delta r\_bis$

$C_{roll\beta v} := -CL\alpha 3Dv \cdot \frac{hv}{b} \cdot (1 - d\sigma d\beta) \cdot \eta v \cdot \frac{Sv}{S} \qquad C_{roll\beta v} = -0.171 \cdot rad^{-1} \qquad C_{roll\beta v} = -0.00298 \cdot deg^{-1}$

$C_{roll\beta\Gamma} := -2 \cdot \frac{CL\alpha w_{2d} \cdot \Gamma}{S \cdot b} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} C(y) \cdot y \, dy \qquad C_{roll\beta\Gamma} = -0.122 \cdot rad^{-1} \qquad C_{roll\beta\Gamma} = -0.00213 \cdot deg^{-1}$

$C_{roll\beta} := C_{roll\beta v} + C_{roll\beta\Gamma} \qquad C_{roll\beta} = -0.293 \qquad C_{roll\beta} = -0.00512 \cdot deg^{-1}$

$$C_{roll\delta a} := -2 \cdot \frac{CL\alpha w_{2d} \cdot \tau_{alett}}{S \cdot b} \cdot \int_{\eta_i \cdot \frac{b}{2}}^{\eta_f \cdot \frac{b}{2}} C(y) \cdot y \, dy \qquad C_{roll\delta a} = -0.245 \qquad C_{roll\delta a} = -0.00427 \cdot deg^{-}$$

$$C_{rollp} := -4 \cdot \frac{CL\alpha w_{2d}}{S \cdot b^2} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} C(y) \cdot y^2 \, dy \qquad C_{rollp} = -0.875 \qquad C_{rollp} = -0.015 \cdot deg^{-1}$$

$$C_{roll\delta r} := CL\alpha 3Dv \cdot \frac{hv}{b} \cdot \eta v \cdot \frac{Sv}{S} \cdot \tau_{timon} \qquad C_{roll\delta r} = 0.086 \cdot rad^{-1} \quad C_{roll\delta r} = 0.00151 \cdot \left(deg^{-1}\right)$$

$$p_{ad} = -0.044$$

$$\delta a := \frac{-C_{roll\delta r} \cdot \delta r - C_{roll\beta} \cdot \beta - C_{rollp} \cdot p_{ad}}{C_{roll\delta a}} \qquad \delta a = 5.138 \cdot deg$$

$$\delta a\_bis := \frac{-C_{roll\delta r} \cdot \delta r\_bis - C_{roll\beta} \cdot \beta - C_{rollp} \cdot p_{ad}}{C_{roll\delta a}} \qquad \delta a\_bis = 4.824 \cdot deg$$